

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Bojan Vidović

ZAGREB, 2012.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD
ANALIZA AERODINAMIČKIH KOEFICIJENATA
SUPERKRITIČNOG PROFILA

Voditelj rada:

doc. dr. sc. Milan Vrdoljak

Bojan Vidović

ZAGREB, 2012.

— *Ovdje umetni tekst zadatka za završni rad!* —

*Zahvaljujem svom mentorima
doc. dr. sc. Milanu Vrdoljaku na pruženoj
pomoći i znanju tokom izrade ovog rada i dr.
sc. Frani Majiću na pomoći kod savladavanja
osnova CFDa. Također zahvaljujem obitelji
bez čije pomoći i podrške tokom studinja ne
bih mogao.*

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći se navedenom literaturom, vlastitim stečenim znanjem za vrijeme studija na Fakultetu strojarstva i brodogradnje, smjer zrakoplovstvo.

Zagreb, srpanj 2012.

Bojan Vidović

Sadržaj

Sadržaj	v
Sažetak	vii
Popis slika	viii
Popis tablica	x
Popis oznaka	xi
1. Uvod	1
1.1. Vrste strujanja	2
1.2. Superkritični profili	3
2. Opis programa za simulaciju strujanja	4
2.1. Navier – Stokesove jednačbe	4
2.2. Metoda konačnih volumena	5
2.3. $k - \epsilon$ model turbulencije	5
3. Parametri strujanja	6
3.1. Profili	6
3.2. Rubni uvjeti	7
3.3. Raspon napadnih kuteva i Machovog broja	7
3.4. Odabir CFD mreže	9

4. Analiza rezultata	11
4.1. Analiza profila NACA 0012	11
4.1.1. Aerodinamički koeficijenti sile uzgona i momenta propinjanja . . .	12
4.2. Analiza profila NLR 7301	14
4.2.1. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i Machovom broju	17
4.2.2. Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu i Machovom broju	20
4.2.3. Ovisnost $\frac{dC_l}{d\alpha}$ o Machovom broju	21
4.2.4. Usporedba koeficijenta tlaka na profilu dobivenog CFDom s eksperimentalnim podacima	22
4.2.5. Određivanje kritičnog Machovog broja	23
4.2.6. Odvajanje graničnog sloja iza udarnog vala	24
5. Zaključak	26
Literatura	27

Sažetak

U ovom završnom radu analizirani su aerodinamički koeficijenti superkritičnog profila NLR 7301. Podatci o aerodinamičnim karakteristikama superkritičnih profila nisu zastupljeni u dovoljnoj mjeri. Primarne analize napravljene su korištenjem metodama računalne dinamike fluida (CFD), a za usporedbu je napravljena analiza panelnom metodom koju smo korigirali Prandtl - Glauertovom jednačbom za stlačivo strujanje. Da verificiramo CFD model, prvo smo analizirali profil NACA 0012, za koji imamo dostupno mnogo eksperimentalnih podataka. Nakon što se utvrdilo da je model dobar, prelazi se na CFD analizu NLR 7301. Dobiveni podaci su zatim uspoređeni s dostupnim eksperimentalnim podacima.

Popis slika

1.1	Transonično strujanje	2
1.2	Transonično strujanje kod konvencionalnih i superkritičnih aeroprofila . .	3
3.1	Geometrija profila NACA 0012 i NLR 7301	7
3.2	Domena i položaj rubnih uvjeta	8
3.3	Usporedba mreža - 1 - F, 2 - S, 3 - G	9
3.4	F mreža u blizini aeroprofila	9
3.5	F mreža - detalj, nakon adaptacije mreže tako da na profilu $y^+ \approx 30$. . .	10
4.1	$C_l - \alpha$ usporedba eksperimentalnih i podataka dobivenih CFD analizom profila NACA 0012 za $Ma = 0.4$	12
4.2	$C_l - \alpha$ usporedba eksperimentalnih i podataka dobivenih CFD analizom profila NACA 0012 za $Ma = 0.6$	13
4.3	Konvergencija koeficijenta uzgona profila NLR 7301 za $Ma = 0.6$	15
4.4	Konvergencija koeficijenta uzgona profila NLR 7301 za $Ma = 0.8$	15
4.5	Adaptacija mreže za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 4^\circ$	16
4.6	NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom meto- dom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.2$	17
4.7	NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom meto- dom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.4$	18
4.8	NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom meto- dom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.6$	18

4.9	NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.8$	19
4.10	Krivulje $C_l - \alpha$ u ovisnosti o Machovom broju za profil NLR 7301	19
4.11	Ovisnost c_m o napadnom kutu i Machovom broju	20
4.12	Ovisnost $\frac{dc_l}{d\alpha}$ o Machovom broju za profil NLR 7301	21
4.13	Usporedba C_p dobivenog CFDom s eksperimentalnim podacima za $Ma_\infty = 0.8$ i $\alpha = 0.85$	22
4.14	Kritični Machov broj dobiven CFD analizom	23
4.15	Kritični Machov broj dobiven panelnom metodom s korekcijom zbog stlačivosti	24
4.16	τ_w na gornjaci profila NLR 7301 za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 2^\circ$	25
4.17	Odvajanje graničnog sloja usred udarnog vala za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 2^\circ$	25

Popis tablica

3.1	Parametri strujanja za analizu profila NLR 7301	8
3.2	Karakteristike mreža	10
4.1	Provedene analize za profil NLR 7301	14

Popis oznaka

α	Kut	11
μ	Dinamička viskoznost, [Pa s]	8
ρ	Gustoća zraka, [kg/m^3]	4
σ	Kutna brzina, [m/s]	4
τ_w	Smično naprezanje, [N/mm ²]	24
c	Duljina tetive aeroprofila, [m]	8
c_d	Koeficijent otpora profila	2
c_l	Koeficijent uzgona profila	10
c_v	Specifični toplinski kapacitet pri stalnom volumenu, [J/KgK]	5
e	Specifična energija, [J/kg]	4
M_∞	Machov broj neporemećene struje zraka	2
M_{crit}	Kritični Machov broj	2
Ma	Machov broj	2
q	Specifična toplina, [J/kg]	4
R	Plinska konstanta, [J/KgK]	5
Re	Reynoldsov broj	8
T	Temperatura, [K]	5
u	Specifična unutarnja energija, [J/Kg]	5
v	Brzina, [m/s]	4
v_∞	Brzina neporemećene struje zraka, [m/s]	8
x	Pomak, [m]	4
y^+	Bezdimenzijska udaljenost od zida	5

1 | Uvod

Superkritični profili su danas u čestoj primjeni na nosećim površinama modernih letjelica. Zbog svojeg oblika oni smanjuju otpor koji se javlja zbog udarnog vala koji nastaje kad je lokalna brzina na profilu veća od $Ma = 1$. Karakteristični su po plosnatoj gornjaci, jakoj zakrivljenosti pri kraju profila i većem radiusu na napadnoj ivici u odnosu na tradicionalne aeroprofile.

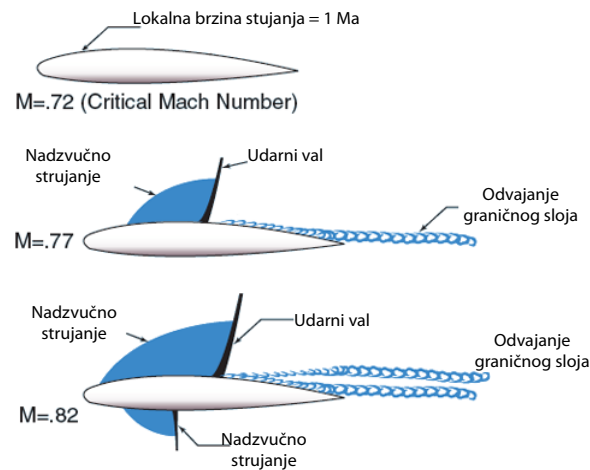
Razvila ih je NASA u 1960ima, i prvi put su korišteni na zrakoplovu T-2C Buckeye. Kod razvoja se profile namjeravalo koristiti kod projekta Supersonic Transport, ali se pokazalo da značajno pridonose uštedi goriva kod transoničnog leta.

Zbog dostupnosti eksperimentalnih podataka za profil NACA0012, koristili smo ga za verifikaciju CFD modela, a nakon toga je u znatnijoj mjeri analiziran profil NLR7301.

1.1. Vrste strujanja

Prema brzini strujanja, strujanje oko profila se može podijeliti na:

- Subsonično - $M_\infty < M_{crit}$
- Transonično - $M_{crit} < M_\infty < 1.2$
- Supersonično - $M_\infty > 1.2$



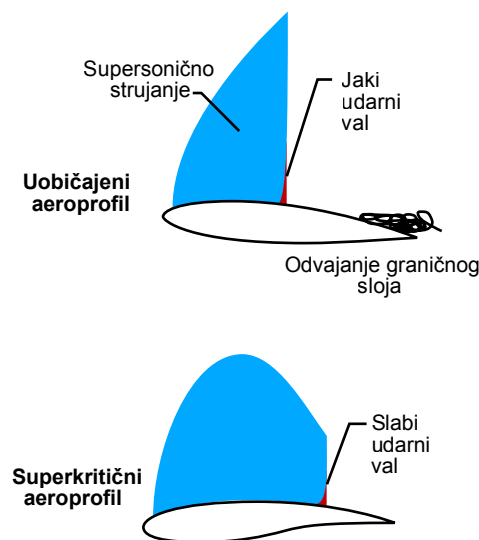
Slika 1.1: Transonično strujanje

Brzina strujanja pri kojoj lokalna brzina na profilu dostigne $Ma = 1$ označava se s M_{crit} i obično se kreće od $Ma = 0.6$ do $Ma = 0.8$, ovisno o profilu i napadnom kutu. Daljnjem povećanjem brzine na profilu se povećava područje na kojem je brzina veća od 1 Ma. Kod viših brzina strujanja, na donjaci se isto javlja nadzvučno područje. Tada na gornjaci i donjaci to područje može završavati naglim, gotovo skokovitim porastom tlaka – udarnim valom.

Kad povećavamo Machov broj, koeficijent otpora profila ostaje konstantan do M_{crit} . Nakon toga se na profilu javlja nadzvučno strujanje i c_d naglo raste. Razlog takvog naglog povećanja otpora profila je pojava udarnih valova na gornjaci i donjaci. [1]

1.2. Superkritični profili

Superkritični profili se danas većinom koriste kod putničkih zrakoplova koji se kreću oko kritičnog Machovog broja. Zbog samog oblika aeroprofila, kod brzina leta koje su manje od brzine zvuka javljaju se lokalne brzine na profilu koje su jednake ili više od brzine zvuka. Kod pojava lokalnih brzina koje su veće od $Ma = 1$, na profilu se javljaju udarni valovi koji uvelike povećavaju valni otpor profila. U završnom radu će se za analizu primjeniti superkritični profil NLR7301.



Slika 1.2: Transonično strujanje kod konvencionalnih i superkritičnih aeroprofila

Superkritični profili su oblikovani tako da smanjuju otpor zbog udarnih valova, kod njih su u odnosu na klasične profile puno manja područja sa skokovitom promjenom tlaka.^[1]

2 Opis programa za simulaciju strujanja

2.1. Navier – Stokesove jednačbe

Računalna dinamika fluida temelji se na primjeni Navier – Stokesovih jednačbi na diskretiziranoj domeni. Domena se najčešće diskretizira:

- Metodom konačnih volumena
- Metodom konačnih elemenata
- Metodom konačnih razlika

Opći slučaj strujanja (nestacionarno, trodimenzionalno, viskozno i stlačivo) opisuje sustav nelinearnih parcijalnih diferencijalnih jednačbi [2]:

Jednačba kontinuiteta:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (2.1)$$

Jednačba količine gibanja:

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j)}{\partial x_j} = \rho f_i + \frac{\partial(\sigma_{ji})}{\partial x_j} \quad (2.2)$$

Energijska jednačba:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_j e)}{\partial x_j} = \rho f_i v_i + \frac{\partial(\sigma_{ji} v_i)}{\partial x_j} - \frac{\partial(q_i)}{\partial x_i} \quad (2.3)$$

Pošto se analizira stacionarno 2D strujanje, jednačbe će se rješavati u dvije dimenzije i otpad će nestacionarni članovi (oni koji ovise o vremenu). Kod rješavanja stlačivog strujanja zrak se tretira kao idealni plin, pa se još uključuju jednačbe stanja idealnog plina. [2]

$$p = \rho RT \quad (2.4)$$

$$u = c_v T \quad (2.5)$$

2.2. Metoda konačnih volumena

Metoda konačnih volumena se često koristi u CFDu zbog dvije glavne prednosti: osigurava da je diskretizacija konzervativna i može se primjeniti na nestrukturiranu mrežu konačnih volumena koja se sastoji od proizvoljnih poliedra u tri dimenzije ili poligona u dvije dimenzije. Ovime se postiže veća fleksibilnost u generiranju mreže konačnih volumena oko proizvoljnih geometrija.

2.3. k - ϵ model turbulencije

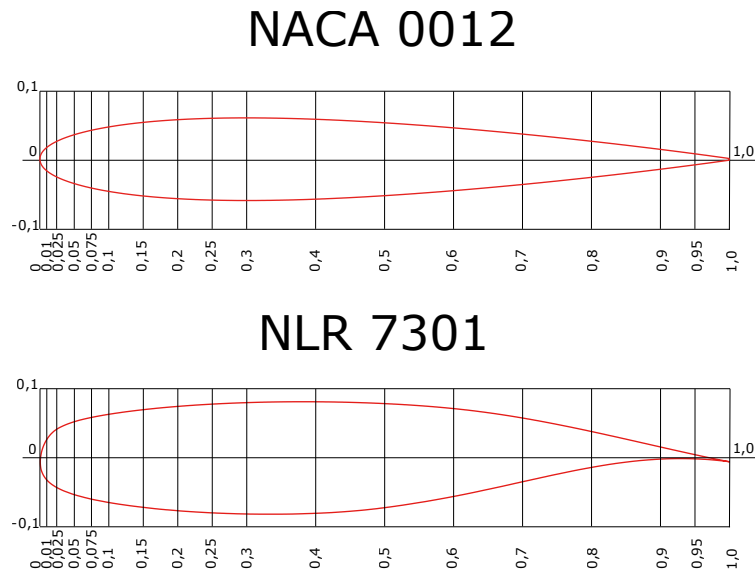
Za sve analize je pretpostavljeni turbulentni profil brzina, pošto su Reynoldsovi brojevi reda veličine 10^6 i veći. Zbog prirode turbulentnog strujanja, koje je po samoj prirodi nestacionarno, jednačbe 2.1 do 2.3 se moraju osrednjiti po vremenu i tako dobivamo Navier – Stokesove jednačbe osrednjene po Reynoldsu (RANS). Korišten je model turbulencije k - ϵ , koji koristi zidne funkcije (wall functions) za određivanje profila brzine u graničnom sloju neposredno uz stijenku profila. Veličina prvog elementa do profila je odabrana tako da je veličina y^+ na profilu 30 [3]. Zbog toga su uključene zidne funkcije.

3 Parametri strujanja

3.1. Profili

U ovom završnom radu napraviti će se panelna i CFD analiza strujanja oko 2D profila na slici [3.1](#) i to:

- NACA 0012
 - služi za verifikaciju CFD modela, pošto su za njega dostupni eksperimentalni podaci
- NLR 7301
 - profil za koj ćemo određivati aerodinamičke koeficijente temeljem CFD metode



Slika 3.1: Geometrija profila NACA 0012 i NLR 7301

3.2. Rubni uvjeti

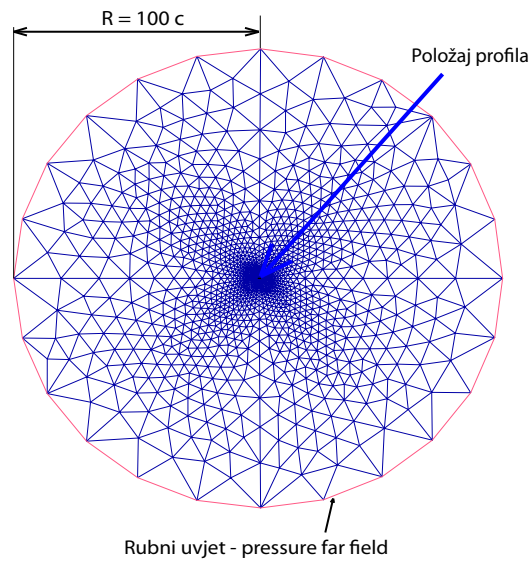
Rubni uvjeti za oba profila su postavljeni na:

- Granici domene koja je udaljena 100 duljina tetive od profila - definirani su Ma_∞ i napadni kut
- Profilu - uvjet neproposnosti

3.3. Raspon napadnih kuteva i Machovog broja

Analize su vršene sa rasponom od $Ma = 0.2$ do $Ma = 0.8$, sa korakom od $Ma = 0.2$. Napadni kut se varirao od -2° do 14° , s korakom od 2° , s tim da se kod većih brzina strujanja maksimalni napadni kut ograničava na onaj gdje možemo u CFDu dobiti konvergenciju vremenski nezavisnog rješenja. Kod većih napadnih kuteva pri većim brzinama ne možemo dobiti konvergenciju rješenja zbog pojave nestacionarnog strujanja.

Da bi se rezultati analize mogli usporediti s eksperimentalnima [4] [5], potrebno je zadovoljiti da za zadani Machov broj Reynoldsov broj bude jednak kao u eksperimentu.



Slika 3.2: Domena i položaj rubnih uvjeta

Reynoldsov broj je jednak:

$$Re = \frac{\rho_{\infty} v_{\infty} c}{\mu} \quad (3.1)$$

S obzirom na to da su nam zadani:

- Machov broj – sa njim i brzina strujanja,
- Referentna duljina c - duljina tetive
- Gustoća zraka

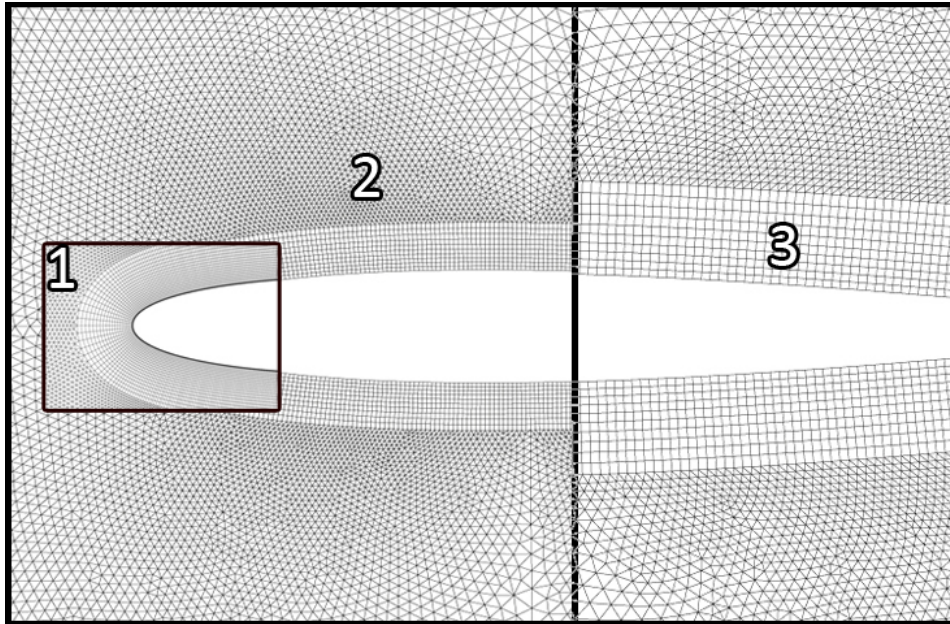
ostaje nam jedino da mijenjamo dinamičku viskoznost μ tako da nam se poklapaju Reynoldsovi brojevi u analizi i eksperimentu.

Ma	Brzina strujanja	Re	Dinamička viskoznost	Gustoća
0.2	69.41 m/s	$9 \cdot 10^5$	$8.17 \cdot 10^{-5}$ Pa s	1.176674 kg/m ³
0.4	138.83 m/s	$1.4 \cdot 10^6$	$1.167 \cdot 10^{-4}$ Pa s	1.176674 kg/m ³
0.6	208.25 m/s	$1.95 \cdot 10^6$	$1.1361 \cdot 10^{-4}$ Pa s	1.176674 kg/m ³
0.8	277.67 m/s	$2.3 \cdot 10^6$	$1.1455 \cdot 10^{-4}$ Pa s	1.176674 kg/m ³

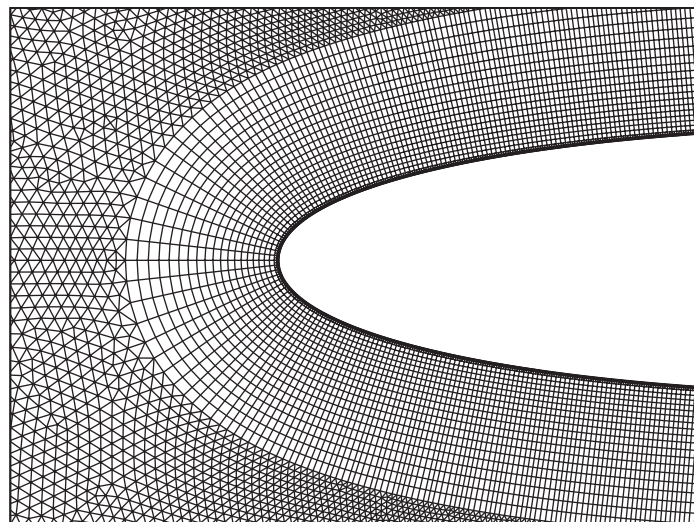
Tablica 3.1: Parametri strujanja za analizu profila NLR 7301

3.4. Odabir CFD mreže

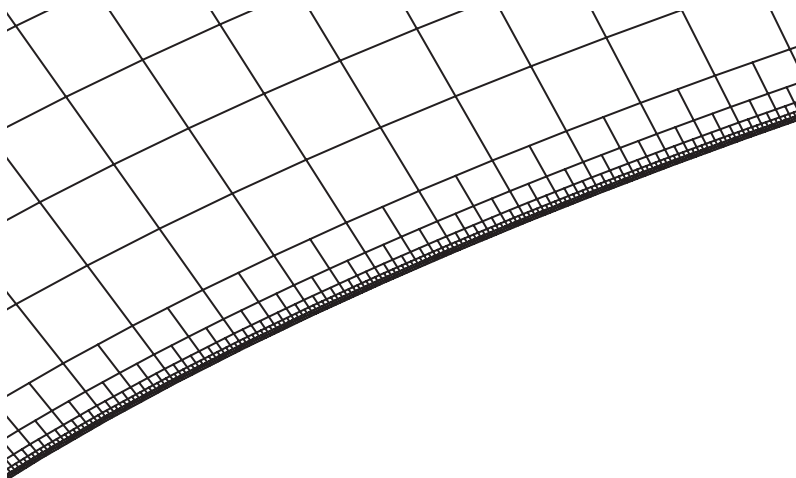
U radu su uzete u obzir 4 mreže različite gustoće i provedena je analiza za $Ma_\infty = 0.4$ i za napadni kut od 4° da se odredi mreža na kojoj ćemo raditi daljnje analize.



Slika 3.3: Usporedba mreža - 1 - F, 2 - S, 3 - G



Slika 3.4: F mreža u blizini aeroprofila

Slika 3.5: F mreža - detalj, nakon adaptacije mreže tako da na profilu $y^+ \approx 30$

	Veličina elementa uz profil	ukupan broj konačnih volumena	$\frac{C_l}{C_l(F)}$
G	0.008	37262	87.1334
S	0.004	126260	94.433
F	0.002	446142	100
F+	0.001	662315	98.99

Tablica 3.2: Karakteristike mreža

Profil je diskretiziran sa 4 mreže. Nakon analize konvergencije koeficijenta uzgona C_l , za daljnje analize je uzeta F mreža konačnih volumena zbog toga jer razlika između rezultata F i F+ mreže iznosi 1 %. Ako se uzme u obzir da se trajanje proračuna s F+ mrežom povećava za 50 % u odnosu na F, dolazi se do zaključka da je neisplativo za tako malu razliku točnosti povećavati vrijeme proračuna. Nakon toga je kod analize koristeći naredbu adapt mreža uz profil izmjenjena tako da je $y^+ \approx 30$.

4 Analiza rezultata

4.1. Analiza profila NACA 0012

Profil NACA 0012 je uzet za analizu zbog velikog broja eksperimentalnih podataka s kojima možemo usporediti podatke dobivene CFD analizom i tako verificirati model koji ćemo koristiti za analizu profila NLR 7301. Analizirat će se koeficijenti sile uzgona, otpora i momenta propinjanja ovisno o napadnom kutu za 2 brzine neporemećene struje:

- $Ma = 0.4$
- $Ma = 0.8$

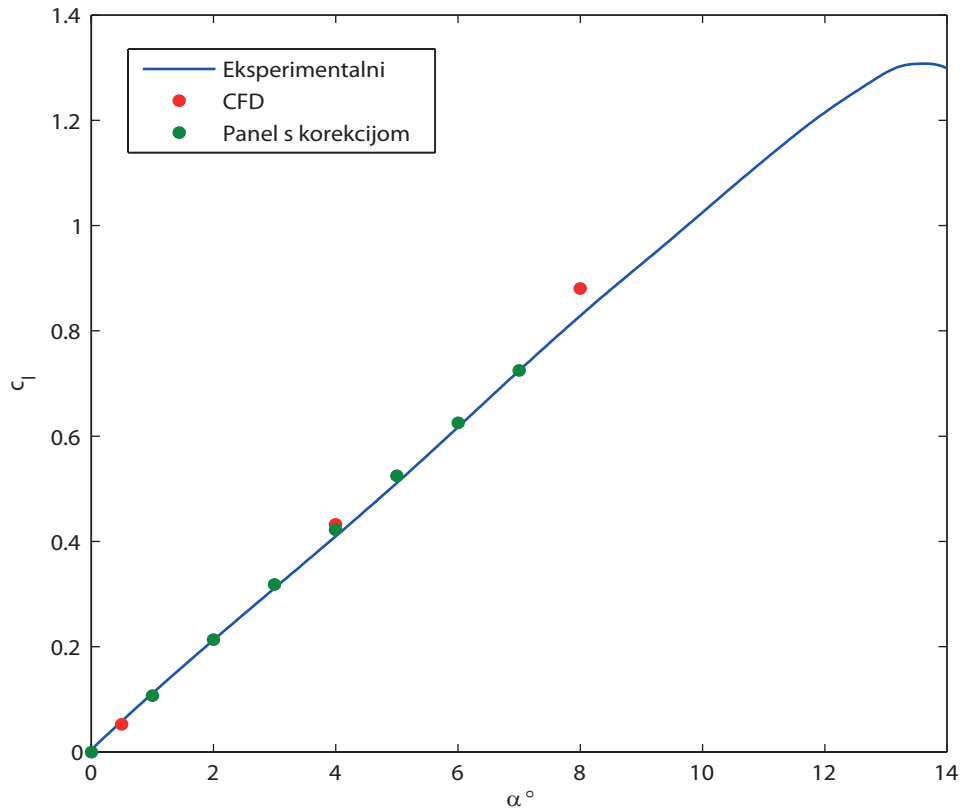
Uz to će se provesti analiza utjecaja Machovog broja na nagib krivulje koeficijenta uzgona u ovisnosti o napadnom kutu. Za početak će se uzeti raspon Machovih brojeva 0.2, 0.4, 0.6 i 0.8. Kod kojeg će se određivati koeficijent uzgona kod $\alpha = 0^\circ$ i $\alpha = 4^\circ$. Nagib kljivulje se određuje iz izraza

$$\frac{dC_l}{d\alpha} = \frac{C_l(4^\circ) - C_l(0^\circ)}{4^\circ - 0^\circ} \quad (4.1)$$

Pošto je za $\alpha = 0^\circ$ $C_l \approx 0$, da se smanji količina proračuna jednadžba 4.1 se svodi na:

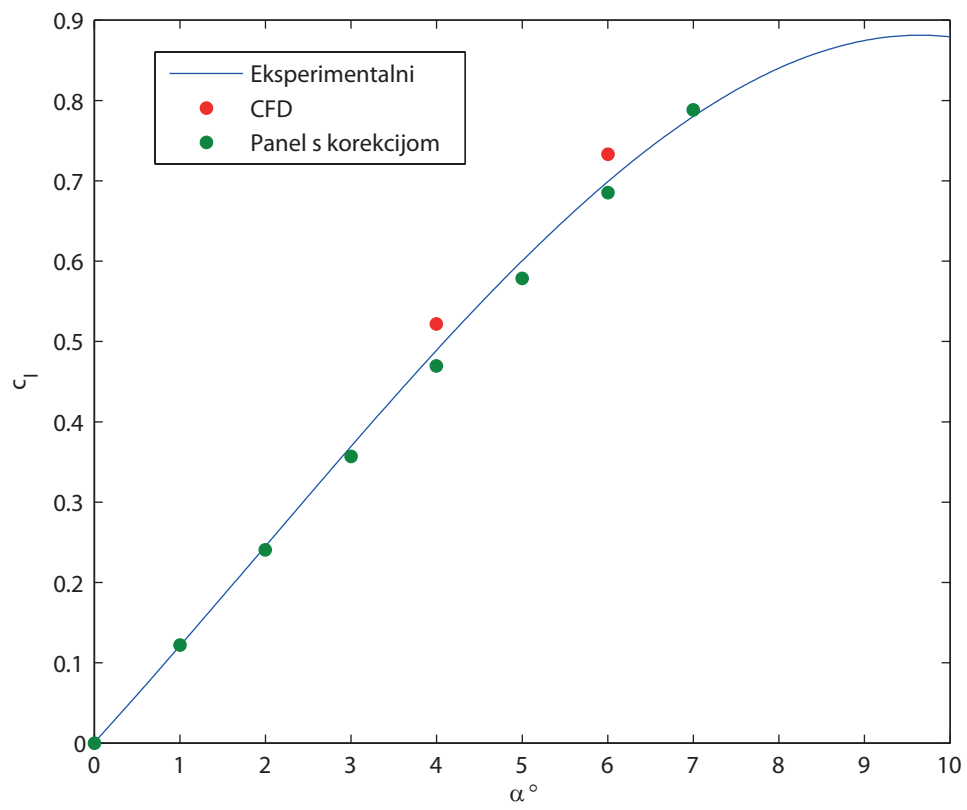
$$\frac{dC_l}{d\alpha} = \frac{C_l(4^\circ)}{4^\circ} \quad (4.2)$$

4.1.1. Aerodinamički koeficijenti sile uzgona i momenta propinjanja



Slika 4.1: $C_l - \alpha$ usporedba eksperimentalnih i podataka dobivenih CFD analizom profila NACA 0012 za $Ma = 0.4$

Vrijednost koeficijenta uzgona "Panel s korekcijom" dobivena je tako da se prvo panelnom metodom dobio koeficijent uzgona profila za nestlačivo strujanje, a zatim se uvela korekcija zbog stlačivosti strujanja. [1]



Slika 4.2: $C_l - \alpha$ usporedba eksperimentalnih i podataka dobivenih CFD analizom profila NACA 0012 za $Ma = 0.6$

4.2. Analiza profila NLR 7301

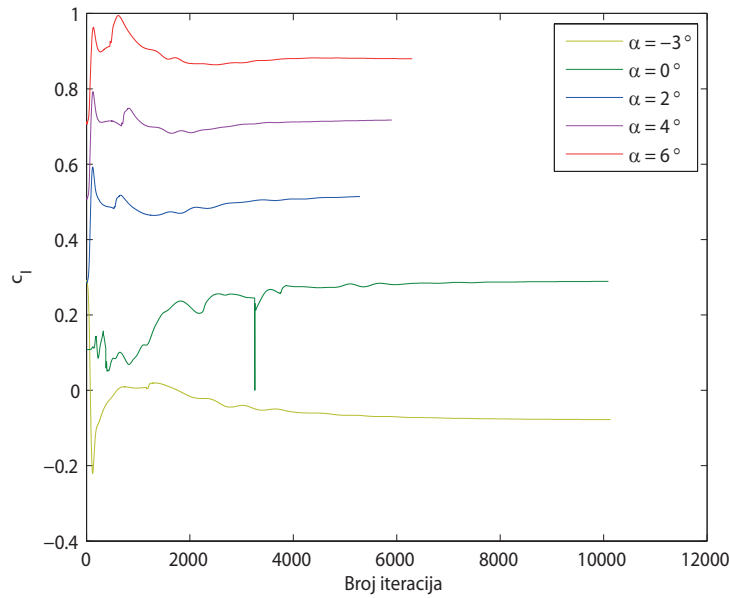
Izvršeno je 25 analiza profila NLR 7301. Varirali smo Machov broj i napadni kut. Provedene analize su prikazane u sljedećoj tablici:

	Ma = 0.2	Ma = 0.4	Ma = 0.6	Ma = 0.8
-3°	-	+	+	+
0°	+	+	+	+
2°	+	-	+	+
4°	+	+	+	+
5°	+	+	-	-
6°	-	-	+	-
8°	+	+	-	-
10°	-	+	-	-
12°	+	+	-	-
14°	+	+	-	-

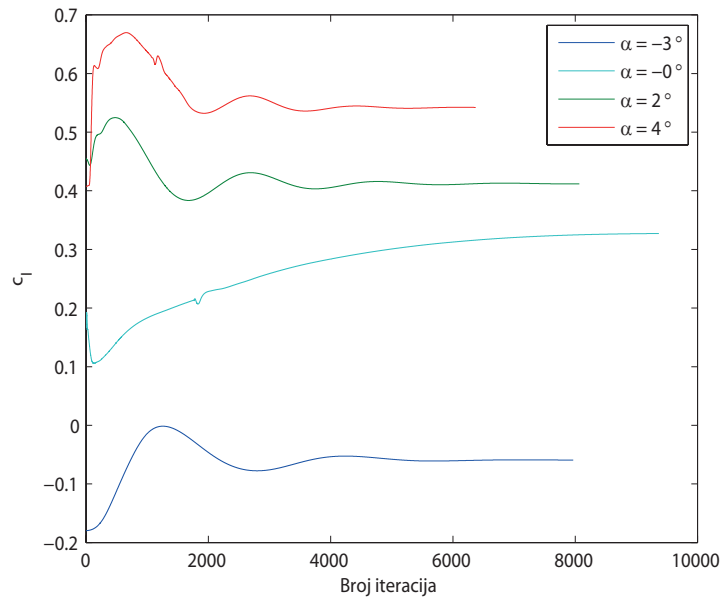
Tablica 4.1: Provedene analize za profil NLR 7301

Profil NLR 7301 ima projektnu karakteristiku kod $Ma = 0.748$ i $\alpha = 0.85^\circ$ za koju se oko te točke u rasponu otprilike $Ma = \pm 0.05$ na profilu ne javljaju udarni valovi. Zbog toga ćemo tu točku uzeti u obzir za analizu.

Analiza je vršena do napadnog kuta 14° za $Ma = 0.2$ i $Ma = 0.4$. Daljnje analize su napravljene do napadnog kuta gdje se moglo dobiti stacionarno rješenje kako to prikazuje tablica 4.1. Iznad 6° za $Ma = 0.6$ i 4° za $Ma = 0.8$ ne može se dobiti stabilno rješenje. Da bi mogli odrediti daljnja rješenja trebali bi provesti vremensku nestacionarnu analizu, koja oduzima dosta računalnog vremena na izračunu i to u okviru ovog završnog rada nije obrađeno.

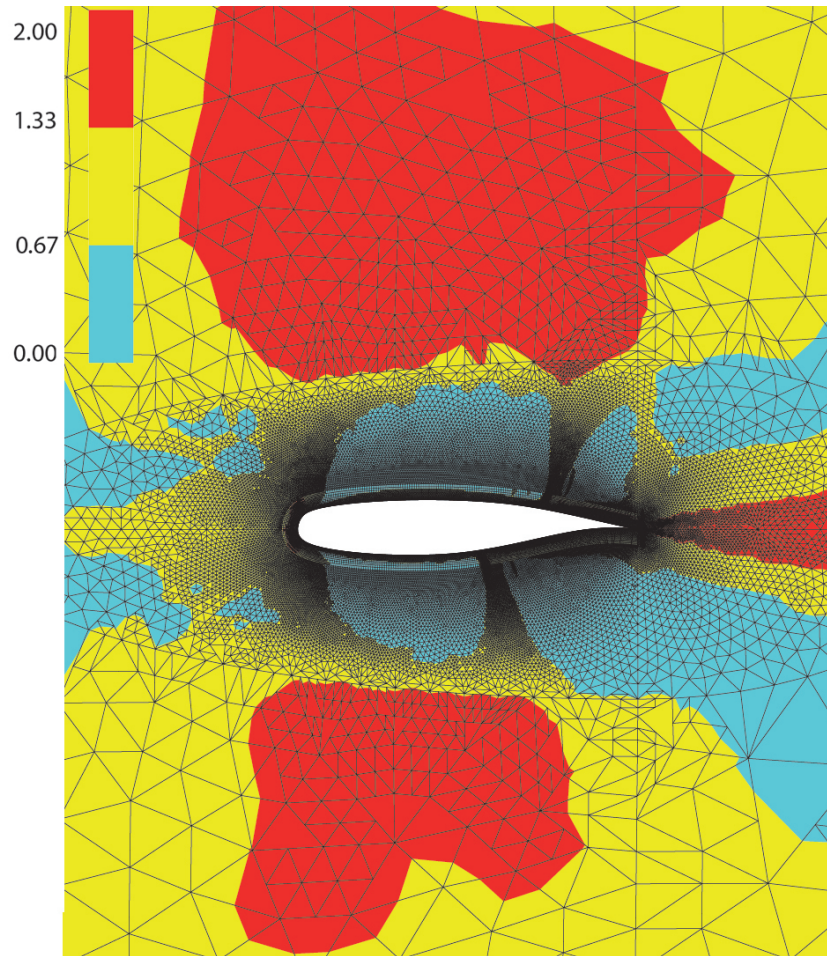


Slika 4.3: Konvergencija koeficijenta uzgona profila NLR 7301 za $Ma = 0.6$



Slika 4.4: Konvergencija koeficijenta uzgona profila NLR 7301 za $Ma = 0.8$

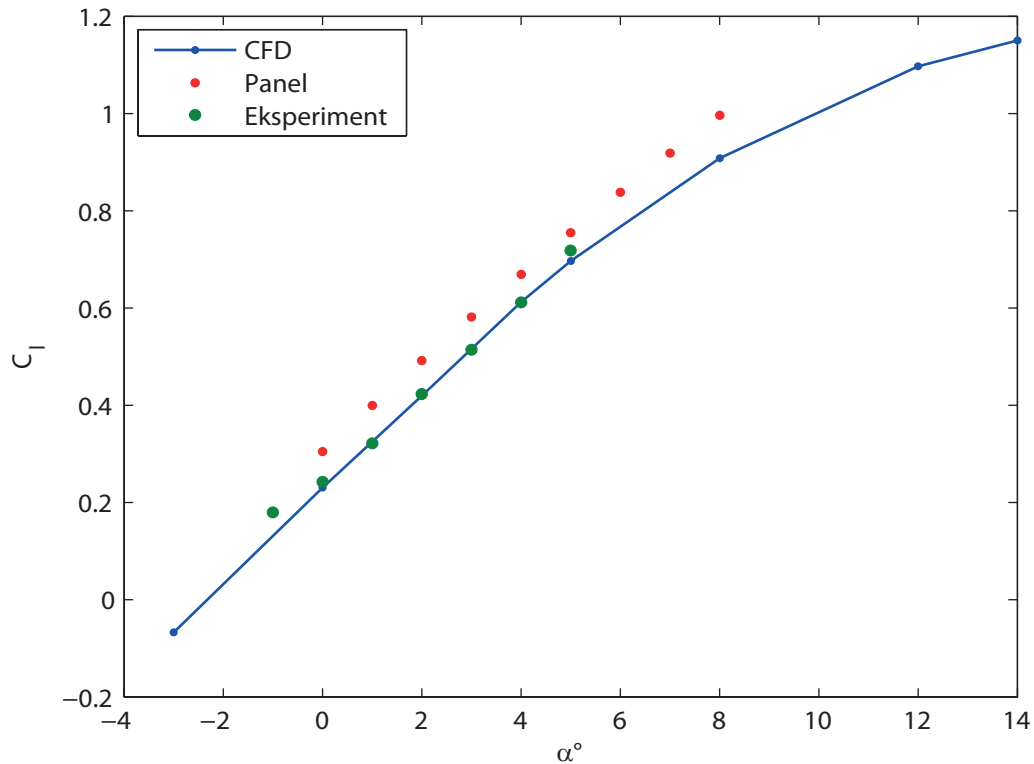
Nakon pokretanja analize, primarni kriterij konvergencije je bio koeficijent uzgona c_l . Korištena je diskretizacija drugog reda. (Second order upwind).



Slika 4.5: Adaptacija mreže za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 4^\circ$

Ako smo imali slučaj velikog gradijenta brzine kao npr. kod udarnih valova ili odvajanja strujanja, nakon određenog broja koraka analize napravljena je adaptacija mreže ovisno o gradijentu brzine. Tako su neke mreže izmjenjene, ovisno u stujanju kako prikazuje slika 4.5 - pokazuje za koliko je puta usitnjena mreža. Na slici 4.5 se vidi kako je mreža adaptirana u području udarnog vala i u području nakon udarnog vala zbog odvajanja strujanja.

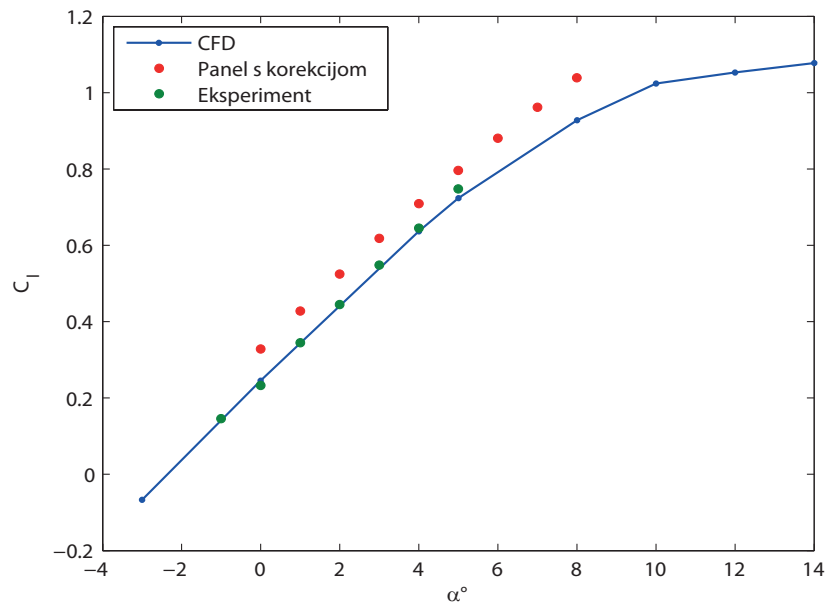
4.2.1. Ovisnost koeficijenta uzgona o napadnom kutu i Machovom broju



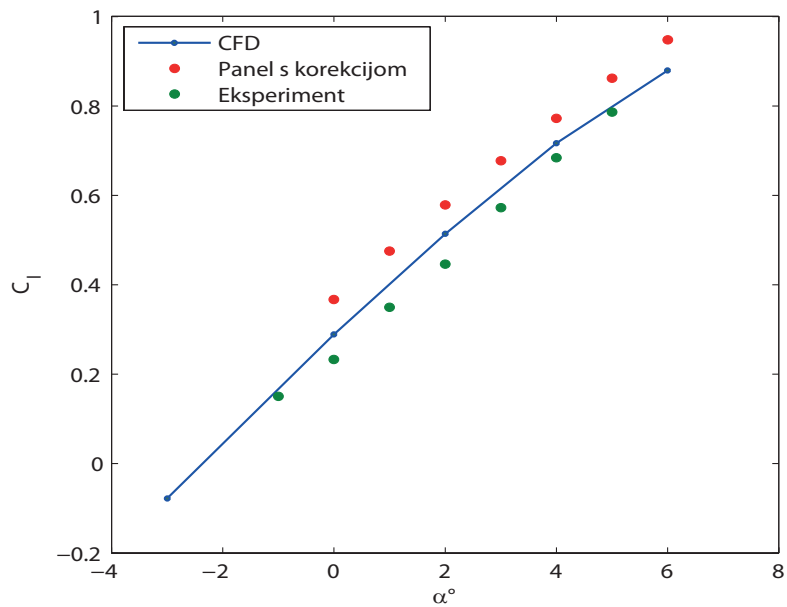
Slika 4.6: NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom metodom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.2$

Sve analize su uspoređene s eksperimentalnim podacima iz koji su prikazani u dodatku. Panelna metoda daje linearnu ovisnost koeficijenta uzgona zbog toga jer ne uzima u obzir neke viskozne. Na grafovima se jasno vidi da se podaci dobiveni CFDom dobro slažu s eksperimentalnim podacima, posebno za $Ma = 0.2$ i $Ma = 0.4$. Nakon toga se može vidjeti malo veće odstupanje rezultata.

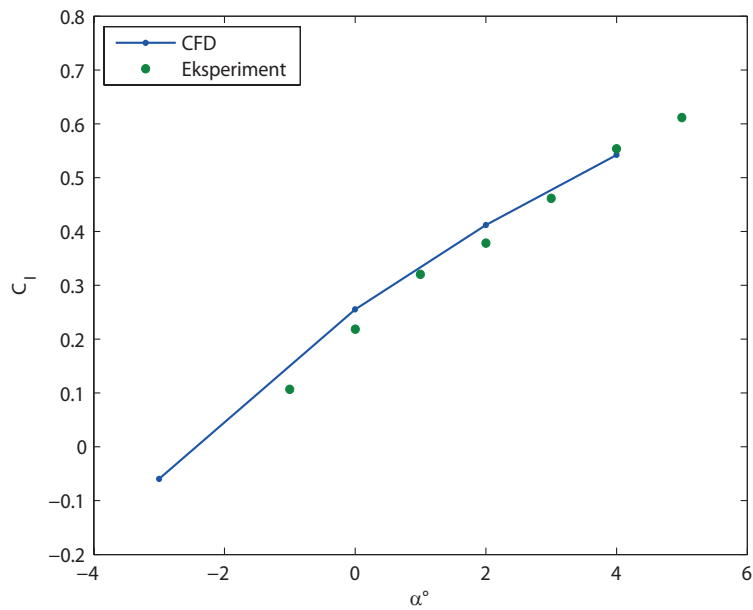
Za $Ma = 0.8$ Prandtl - Glauertova korekcija više nije primjenjiva, pa se za tu brzinu više ne uzimaju u obzir rezultati dobiveni panelnom metodom.



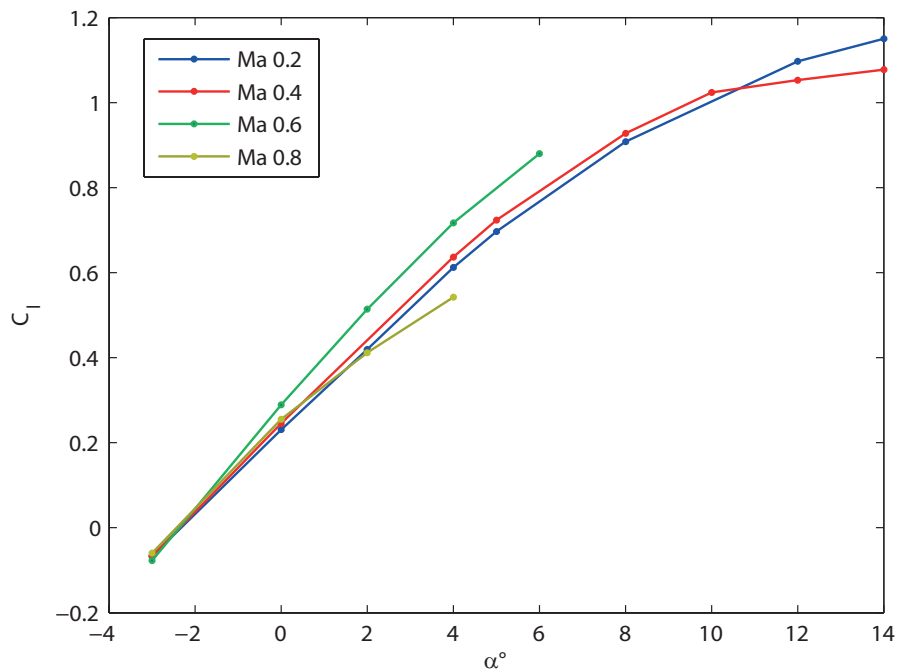
Slika 4.7: NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom metodom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.4$



Slika 4.8: NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa panelnom metodom i eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.6$

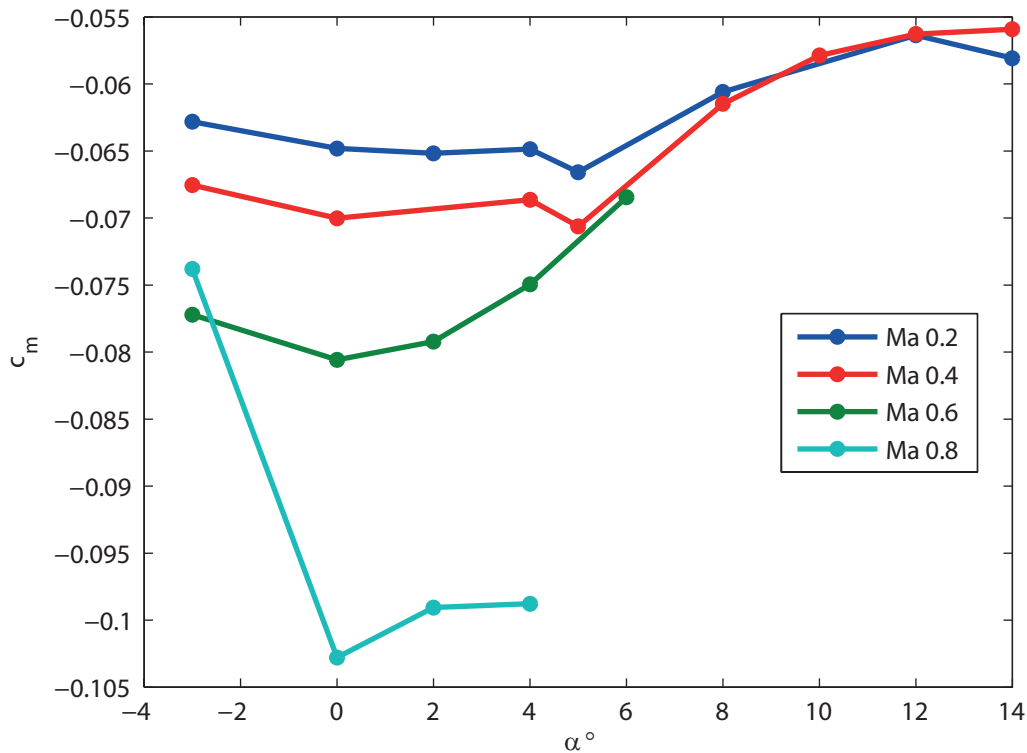


Slika 4.9: NLR 7301 - $c_l - \alpha$ - usporedba rezultata CFD analize sa eksperimentalnim podacima za $Ma = 0.8$



Slika 4.10: Krivulje $C_l - \alpha$ u ovisnosti o Machovom broju za profil NLR 7301

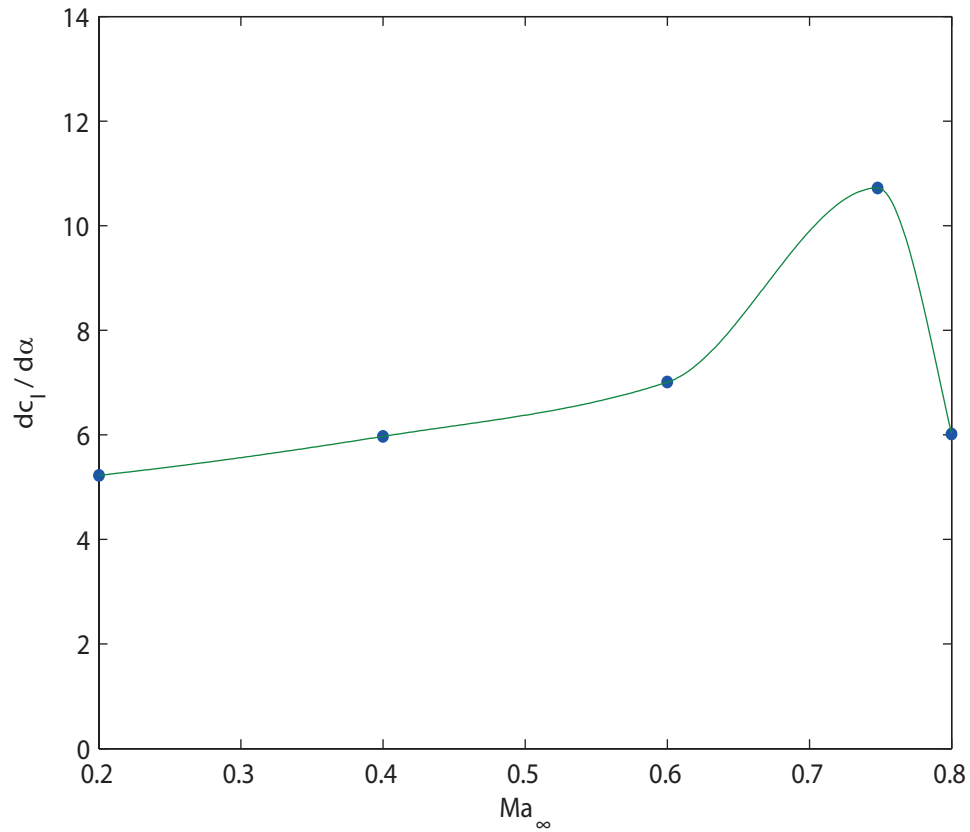
4.2.2. Ovisnost koeficijenta momenta propinjanja o napadnom kutu i Machovom broju



Slika 4.11: Ovisnost c_m o napadnom kutu i Machovom broju

Koeficijent momenta propinjanja pokazuje sstabilnost u subsoničnim brzinama. Na $Ma_\infty = 0.6$ kod manjih napadnih kuteva moment propinjanja je značajnije manji u odnosu na $Ma_\infty = 0.2$ i $Ma_\infty = 0.4$, ali se kod većih napadnih kuteva izjednačava. Na transoničnim $Ma_\infty = 0.8$ koeficijent momenta propinjanja se značajnije razlikuje u odnosu na subsonične brzine. Razlog tome je bitno izmjenjena raspodjela tlaka na profilu zbog pojave udarnih valova.

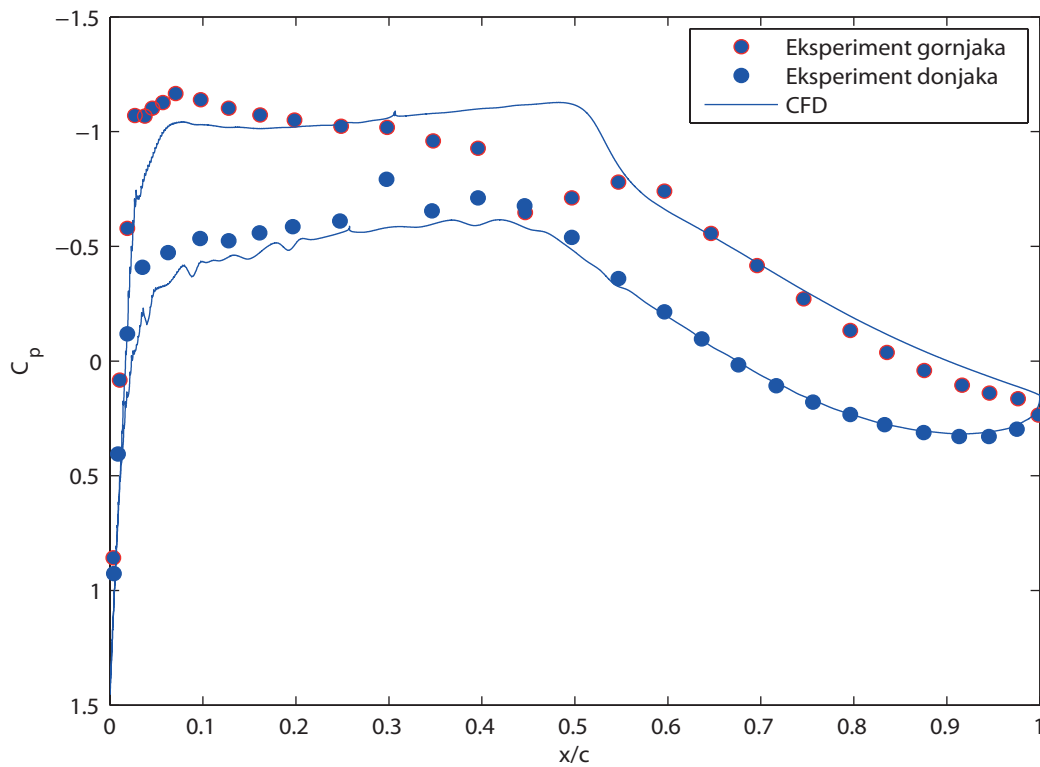
4.2.3. Ovisnost $\frac{dC_l}{d\alpha}$ o Machovom broju



Slika 4.12: Ovisnost $\frac{dC_l}{d\alpha}$ o Machovom broju za profil NLR 7301

Slika 4.12 prikazuje točke za koje smo CFDom izmjerili $\frac{dC_l}{d\alpha}$ u ovisnosti o Machovom broju. Posebno je važna točka na $Ma = 0.748$, jer za tu točku imamo maksimalni $C_{l\alpha}$. Krivulja - spline provučena kroz točke je zbog toga relativno dobra aproksimacija za $C_{l\alpha}$.

4.2.4. Usporedba koeficijenta tlaka na profilu dobivenog CFDom s eksperimentalnim podacima



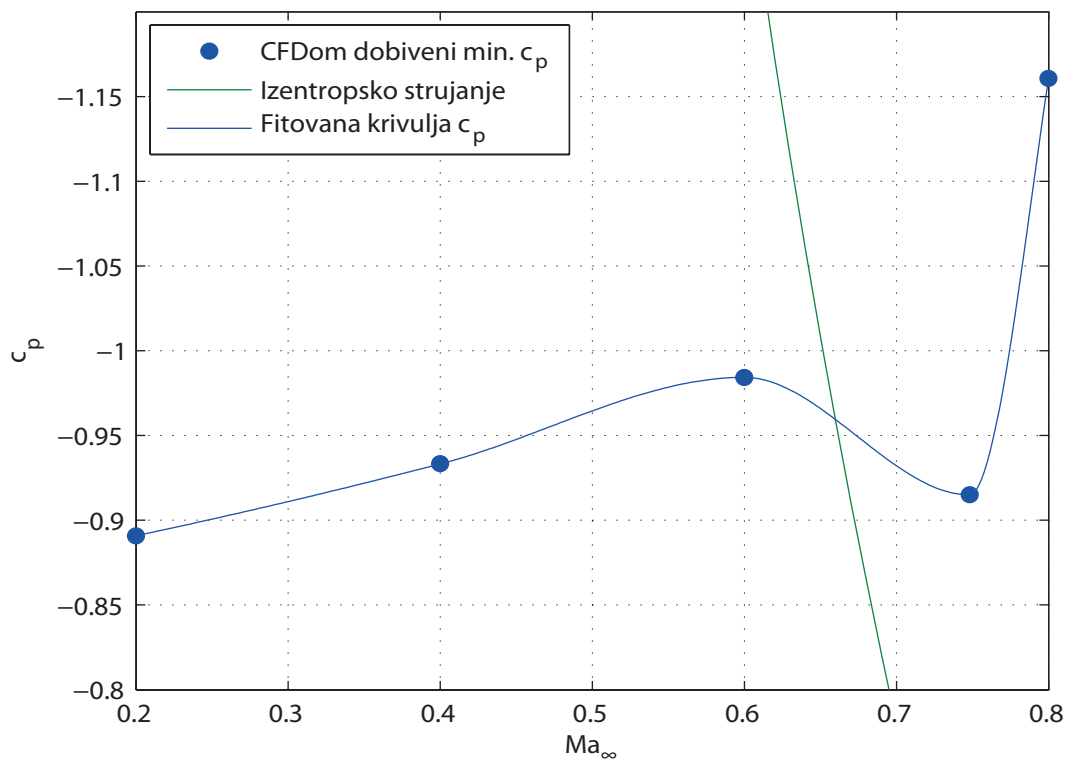
Slika 4.13: Usporedba C_p dobivenog CFDom s eksperimentalnim podacima za $Ma_\infty = 0.8$ i $\alpha = 0.85$

Usporedba rezultata dobivenih pokazuje da se ekperimentalni i CFD podatci za donjaku dobro slažu dok kod gornjake CFD predviđa va će udarni val nastati 20 postotaka duljine tetive kasnije u odnosu na eksperimentalne podatke, pa se ti podaci ne podudaraju.

4.2.5. Određivanje kritičnog Machovog broja

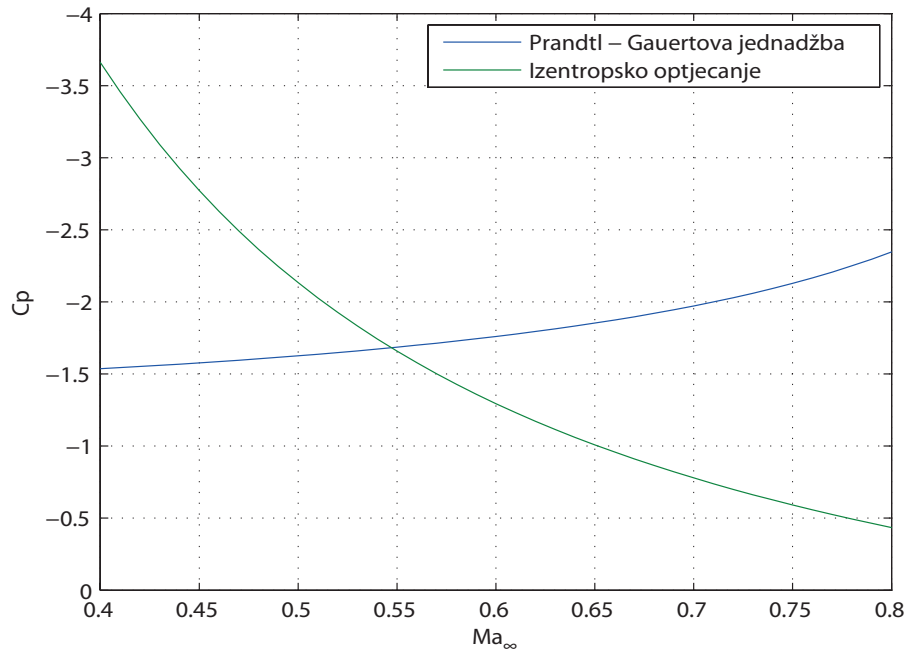
Kritični Machov broj ćemo odrediti primjenom 2 metode:

- CFD metodom
- Panelnom metodom s korekcijom po Prandtl - Gauertovoj jednadžbi



Slika 4.14: Kritični Machov broj dobiven CFD analizom

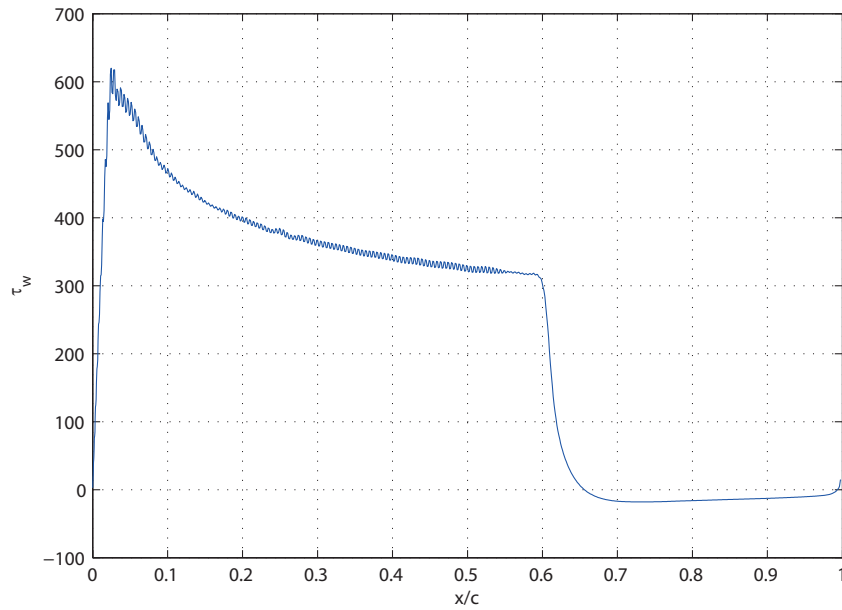
Kritični Machov broj dobije se iz presjecišta krivulja minimalnog c_p , ovisno o Ma_∞ i jednadžbe izentropskog strujanja. [1] Na slici 4.14 se vidi da kritični Machov broj dobiven CFD analizom iznosi $Ma_{cr} = 0.66$. Kritični Machov broj dobiven panelnom metodom (slika 4.15) uz korekciju zbog utjecaja stlačivosti iznosi $Ma_{cr} = 0.55$.



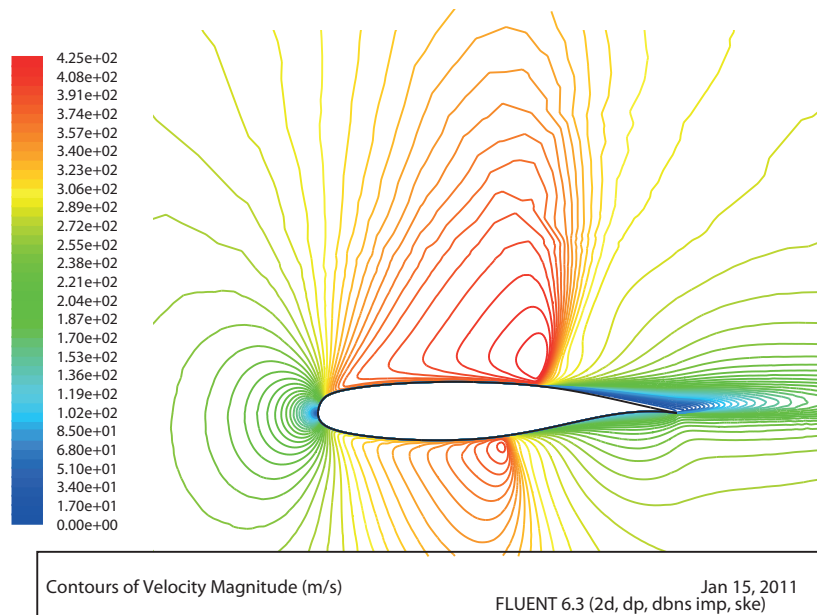
Slika 4.15: Kritični Machov broj dobiven panelnom metodom s korekcijom zbog stlačivosti

4.2.6. Odvajanje graničnog sloja iza udarnog vala

Odvajanje graničnog sloja se događa kad zbog utjecaja tlaka $\frac{du}{dy} = 0$. Zbog udarnog vala na površni profila nalazi se veliki gradijent tlaka, koji se vidi po raspodjeli c_p , posebno na gornjaci. Zbog naglog pozitivnog rasta tlaka, brzina naglo opada i događa se odvajanje strujanja, koje zorno prikazuje slika 4.16. Na području gdje imamo odvajanje strujanja, iznos τ_w je negativan. [6]



Slika 4.16: τ_w na gornjaci profila NLR 7301 za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 2^\circ$



Slika 4.17: Odvajanje graničnog sloja usred udarnog vala za $Ma = 0.8$ i $\alpha = 2^\circ$

5 Zaključak

Ovim završnim radom analizirano je strujanje oko profila NACA0012 za verifikaciju modela i NLR 7301, za kojih nema mnogo eksperimentalnih podataka. Za svaki napadni kut i brzinu se radi posebna analiza koja je trajala oko 7 sati za svaki režim strujanja. CFD analiza je iznimno procesorski zahtijevna pa je uobičajeno da se kompleksnije analize vrše na klasterima računala. Rezultati CFD analize su pokazali dobro slaganje s eksperimentalnim rezultatima. Naravno, tako dugo dok je strujanje još bilo stacionarno. Kod većih napadnih kuteva i brzina javlja se nestacionarno strujanje. Za analizu nestacionarnog strujanja potrebno je mnogo više kompjuterskih resursa i prilagođavanja same mreže konačnih volumena i to nije obrađeno u sklopu ovog završnog.

Literatura

- [1] doc.dr.sc. Milan Vrdoljak. *Aerodinamika 1*. Fakultet strojarstva i brodogradnje, 2005.
- [2] J. H. Ferziger and M. Perić. *Computational Methods for Fluid Dynamics*. Springer, 2002.
- [3] Ansys, <http://my.fit.edu/itresources/manuals/fluent6.3/help/pdf/ug/flug.pdf>. *Fluent 6.3 User's Guide*.
- [4] Agard advisory report no.138, experimental data base for computer program assessment. Technical report, NATO Advisory group for aerospace research and development, 1979.
- [5] J. Zwaaneveld. Aerodynamic characteristics of the supercritical shock - free airfoil section nlr 7301. Technical report, National Aerospace Laboratory (NLR) Amsterdam, 1976.
- [6] Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb. *Mehanika fluida II sažetci predavanja*, 2006.